

519,806

Rec'd PCT/PTO 29 DEC 2004

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international(43) Date de la publication internationale
29 janvier 2004 (29.01.2004)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2004/010079 A2(51) Classification internationale des brevets⁷ : G01C 5/00

Benoît [FR/FR]; Thales Intellectual Property, 31-33, avenue Aristide Briand, F-94117 Arcueil Cedex (FR).

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2003/002082

(74) Mandataires : GUERIN, Michel etc.; Thales Intellectual Property, 31-33, avenue Aristide Briand, F-94117 Arcueil Cedex (FR).

(22) Date de dépôt international : 4 juillet 2003 (04.07.2003)

(25) Langue de dépôt :

français

(81) États désignés (*national*) : CA, US.

(26) Langue de publication :

français

(84) États désignés (*régional*) : brevet européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IT, LU, MC, NL, PT, RO, SE, SI, SK, TR).

(30) Données relatives à la priorité :

02/09208

19 juillet 2002 (19.07.2002) FR

Publiée :

— sans rapport de recherche internationale, sera republiée dès réception de ce rapport

(71) Déposant (*pour tous les États désignés sauf US*) :
THALES [FR/FR]; 173, boulevard Haussmann, F-75008
Paris (FR).*En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.*

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (*pour US seulement*) : BERTHE,

(54) Title: AIRCRAFT NAVIGATION ASSISTANCE DEVICE AND METHOD

(54) Titre : PROCEDE ET DISPOSITIF D'AIDE A LA NAVIGATION D'UN AERONEF

(57) Abstract: The invention relates to an aircraft navigation assistance method. The inventive method comprises the following steps consisting in: a) defining a zone to be traced to the right and left of a first artificial aircraft path; b) tracing a corresponding pre-determined subjacent relief for each of the two zones to be traced to the right and left in order to identify the dangerous sub-zones to the right and/or left; c) for each of the dangerous sub-zones to the right and/or left, calculating the time ΔT remaining in order to begin an evasive action before a point of no return and, for the dangerous sub-zones to the right, determining a minimum time ΔT , referred to as right ΔT , and/or, for the dangerous sub-zones to the left, determining a minimum time ΔT , referred to as left ΔT ; and d) creating a navigation aid using the aforementioned right ΔT and/or left ΔT .

(57) Abrégé : L'invention concerne un procédé d'aide à la navigation d'un aéronef. Il comprend les étapes suivantes consistant à : a) définir une zone à palper à droite et à gauche d'une première trajectoire fictive de l'aéronef, b) palper pour chacune des deux zones à palper à droite et à gauche, un relief sous-jacent correspondant prédéterminé, en vue d'identifier des sous-zones dangereuses à droite et/ou à gauche, c) calculer pour chacune des sous-zones dangereuses à droite et/ou à gauche, un temps ΔT restant pour débiter une manoeuvre d'évitement avant un point de non retour, et déterminer pour les sous-zones dangereuses à droite un ΔT minimal noté ΔT droite et/ou pour les sous-zones dangereuses à gauche un ΔT minimal noté ΔT gauche, d) établir une aide à la navigation à partir de ΔT droite et/ou ΔT gauche.

WO 2004/010079 A2

PROCEDE ET DISPOSITIF D'AIDE A LA NAVIGATION D'UN AERONEF

L'invention concerne un procédé d'aide à la navigation d'un aéronef.

5 Le domaine de l'invention est celui de l'aide à la navigation et à la sécurité aériennes et concerne plus particulièrement les manœuvres d'évitement de terrain.

On connaît déjà des dispositifs embarqués permettant de réaliser des manœuvres d'évitement vertical.

10 Un tel dispositif décrit dans le brevet EP 0 565 399 comprend notamment une mémoire de masse pour le stockage de données topographiques représentant une part substantielle de la surface de la terre, une mémoire de travail à accès rapide dans laquelle sont transférées les données topographiques correspondant à la zone de vol de l'aéronef et des
15 moyens de prédiction de la trajectoire de l'aéronef, basés sur des indications d'état relatives à la longitude, la latitude, l'altitude, la vitesse et l'accélération de l'aéronef. La trajectoire prévue est comparée aux données topographiques de la mémoire à accès rapide ; en cas de collision potentielle avec le terrain, une alarme est déclenchée et une manoeuvre d'évitement
20 vertical est suggérée au pilote.

Dans certains cas, particulièrement lors d'approches ou de décollages en zone montagneuse, l'aéronef se rapproche du terrain sans que cela constitue une menace ou anomalie. Le dispositif anti-collision est alors positionné dans un mode spécifique permettant de réduire le taux de
25 fausses alarmes ; mais lorsqu'une menace est détectée, la manœuvre d'évitement vertical n'est souvent plus possible.

Un autre dispositif décrit dans le brevet EP 0 802 469, perfectionnement du dispositif précédent, permet en plus de suggérer au pilote une manœuvre d'évitement latéral lorsque la manœuvre d'évitement
30 vertical n'est plus possible. Une première puis une deuxième alarme sont déclenchées lorsque l'aéronef franchit respectivement un seuil de 20 puis de 5 secondes avant le point de non retour, c'est-à-dire avant le point ultime à partir duquel une manœuvre d'évitement doit absolument avoir été amorcée.

Ces seuils prédéterminés ne sont pas toujours adaptés à la zone
35 de vol de l'aéronef et ce dispositif ne permet pas de suivre continûment l'évolution du danger ; il ne permet pas de quantifier réellement le danger,

c'est-à-dire de déterminer continûment le temps restant pour engager une manœuvre d'évitement latéral à droite ou à gauche avant le point de non retour.

Un but important de l'invention est donc de déterminer
5 continûment le temps restant pour engager une manœuvre d'évitement avant le point de non retour.

Pour atteindre ces buts, l'invention propose un procédé d'aide à la navigation d'un aéronef, principalement caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes consistant à :

- 10 a) définir une zone à palper à droite et à gauche d'une première trajectoire fictive de l'aéronef, dénommée trajectoire support de palpeur,
- b) palper pour chacune des deux zones à palper à droite et à gauche, un relief sous-jacent correspondant prédéterminé, en vue d'identifier des sous-zones dangereuses à droite et/ou à gauche,
- 15 c) calculer pour chacune des sous-zones dangereuses à droite et/ou à gauche, un temps ΔT restant pour débiter une manœuvre d'évitement avant un point de non retour, et déterminer pour les sous-zones dangereuses à droite un ΔT minimal noté ΔT droite et/ou pour les sous-zones dangereuses à gauche un ΔT minimal noté ΔT gauche,
- 20 d) établir une aide à la navigation à partir de ΔT droite et/ou ΔT gauche.

Le procédé selon l'invention comprend ainsi plusieurs étapes consistant principalement à palper le long d'une trajectoire support de palpeur de l'aéronef et de chaque côté de celle-ci, le relief sous-jacent à une
25 zone repérée par exemple par des mailles, à identifier les mailles présentant un danger potentiel et, pour ces mailles, le temps restant avant d'engager une manœuvre d'évitement.

Selon une caractéristique de l'invention, la trajectoire support de palpeur est déterminée pendant un temps T décomposé en un temps $T_{\text{réac}}$ de
30 réaction du pilote, un temps T_{res} de mise en trajectoire horizontale de l'aéronef et un temps T_{roul} de mise en roulis de l'aéronef.

Selon une autre caractéristique de l'invention, les sous-zones dangereuses de l'étape b) sont identifiées en fonction d'une deuxième trajectoire fictive de l'aéronef telle que :

dans le cas où l'aéronef est en montée, la montée est immédiatement interrompue,

dans les autres cas, la trajectoire est poursuivie sans changement.

5 Cette deuxième trajectoire fictive vise à accroître la marge de sécurité du procédé.

 Le temps ΔT de l'étape c) est avantageusement calculé en fonction d'un temps de vol fictif vers une sous-zone dangereuse, évalué en fonction d'un temps T_{res} de mise en trajectoire horizontale de l'aéronef et
10 d'un temps T_{roul} de mise en roulis de l'aéronef :

 dans un plan horizontal lorsque l'aéronef est en montée ou en palier,

 dans un plan horizontal et dans un plan vertical lorsque l'aéronef est en descente.

15 Selon une caractéristique additionnelle de l'invention, l'étape d) comporte une étape de comparaison de ΔT droite et/ou ΔT gauche à un ou plusieurs temps prédéterminés et éventuellement une étape consistant à déterminer le temps restant pour le côté le plus sûr à partir du maximum entre ΔT droite et/ou ΔT gauche et le temps restant pour le côté le moins sûr
20 à partir du minimum entre ΔT droite et/ou ΔT gauche.

 L'invention a également pour objet un dispositif d'aide à la navigation d'un aéronef, comportant une mémoire de masse apte à stocker une base de données terrain, une mémoire de programme comportant un programme d'application du procédé tel que décrit, une unité centrale apte à
25 mettre en œuvre le programme et une interface d'entrée-sortie.

 D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description détaillée qui suit, faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés dans lesquels :

30 la figure 1 représente schématiquement des couronnes droite Cd et gauche Cg dans un cas dissymétrique,

 les figures 2a, 2b représentent schématiquement dans un plan horizontal, des exemples de zones à palper dans les cas d'une trajectoire initiale rectiligne (2a) et en virage (2b) et la figure 2c représente

schématiquement dans un plan vertical un exemple de trajectoire support de ces zones à palper,

la figure 3 représente schématiquement le maillage du relief sous-jacent à une couronne Cd,

5 les figures 4a et 4b représentent respectivement et schématiquement dans un plan vertical puis horizontal, les tronçons de trajectoire pendant des temps définis, et la figure 4c illustre schématiquement dans un plan horizontal le temps restant pour le côté le plus sûr et le côté le moins sûr,

10 la figure 5 représente schématiquement un exemple de présentation d'informations d'aide à la navigation,

la figure 6 représente schématiquement un exemple de dispositif apte à mettre en œuvre le procédé d'aide à la navigation tel que décrit.

15 L'invention concerne l'aide à la navigation d'un aéronef ; dans la suite on va prendre comme exemple d'aéronef un avion. On va aussi considérer que l'aide à la navigation concerne le pilote ; elle peut plus généralement concerner un organe de pilotage dans le cas notamment d'un pilotage automatique.

20 Le procédé selon l'invention comprend plusieurs étapes consistant principalement à palper le long d'une trajectoire fictive de l'avion et de chaque côté de celle-ci, le relief sous-jacent à une bande de terrain repérée par des mailles, à identifier les mailles présentant un danger potentiel et, pour ces mailles, le temps restant avant d'engager une manœuvre
25 d'évitement.

La première étape consiste à définir une zone à palper à droite et à gauche d'une trajectoire fictive de l'avion désignée par la suite trajectoire support de palpeur et qui est déterminée pendant un temps T comme on le verra plus loin.

30 On désigne par palpeur ou zone à palper la forme définie par une succession de couronnes le long de cette trajectoire support de palpeur.

Deux couronnes respectivement droite Cd et gauche Cg sont représentées figure 1. Le diamètre D de chaque couronne est de la forme :

$$D = d + HSM + HPU$$

d étant le diamètre du cercle de la manœuvre d'évitement, HSM une marge horizontale de sécurité, HPU une incertitude sur la position horizontale.

Pour un avion de type Airbus 340, on a par exemple HSM = 220 m et HPU = 100 m.

Comme on peut le voir sur la figure 1, les couronnes droite Cd et gauche Cg chevauchent la trajectoire support de palpeur ; elles se chevauchent également l'une l'autre lorsqu'elles ne sont pas décalées comme représenté sur cette figure 1. Seuls les cercles d'évitement droit et gauche sont tangents à la trajectoire et tangents entre eux lorsque les couronnes ne sont pas décalées.

A partir de la position courante de l'aéronef, les couronnes droites se succèdent continûment en restant tangentes à la trajectoire support de palpeur ; de même pour les couronnes gauche Cg. On a représenté figure 2a trois couronnes gauches Cg se succédant à des instants t, t' et t''. Ces successions de couronnes intervenant entre l'instant t0 correspondant à la position courante de l'avion et un instant T défini plus loin, définissent ainsi une zone à palper à droite et à gauche représentées dans un plan horizontal figures 2a et 2b selon que la trajectoire initiale de l'avion est rectiligne ou en virage. Ces zones à palper ont la forme de bandes.

La trajectoire support de palpeur de l'avion est déterminée pendant un temps $T = T_{\text{réac}} + T_{\text{res}} + T_{\text{roul}}$, des tronçons de trajectoire correspondant respectivement à ces temps $T_{\text{réac}}$, T_{res} et T_{roul} comme représenté dans un plan vertical figure 2c. On désigne par :

- $T_{\text{réac}}$, le temps de réaction du pilote (voire de l'organe de pilotage) avant qu'il ne débute la manœuvre d'évitement, c'est-à-dire le temps durant lequel l'avion poursuit sa trajectoire sans évolution des paramètres (vitesse inchangée en valeur absolue, rayon de virage inchangé si l'avion est en virage, pente inchangée si l'avion est en descente). Ce temps $T_{\text{réac}}$ est défini par défaut ; on peut prendre par exemple $T_{\text{réac}} = 25$ sec. lorsque l'avion est en descente et on prendra $T_{\text{réac}} = 0$ sec. lorsque l'avion est en montée ,

- T_{res} , le temps nécessaire à l'avion pour effectuer une ressource dans le plan vertical, c'est-à-dire pour rejoindre une trajectoire horizontale que l'avion soit initialement en descente ou en montée ; lorsque la situation

impose d'effectuer une manœuvre d'évitement latéral, le pilote va tout d'abord se sécuriser vis-à-vis du relief dans le plan vertical en interrompant au plus tôt son évolution verticale ; on a classiquement $T_{\text{res}} = |\gamma_0| \times V/\text{fcv}$, γ_0 étant la pente de l'avion, V sa vitesse courante et fcv son facteur de charge vertical.

- T_{roul} qui est le temps de mise en roulis de l'avion en vue d'effectuer une mise en virage (ou cercle) d'évitement ; la mise en roulis consiste à amener le roulis de sa valeur initiale à une valeur finale égale par exemple à $\pm 33^\circ$ (le signe dépendant du sens du virage vers la droite ou vers la gauche) en tenant compte d'un taux de roulis égal par exemple à $7^\circ/\text{sec}$ pour un avion de type A340. T_{roul} peut être égal à 0 lorsque la mise en roulis coïncide avec le virage courant de l'avion. Bien qu'une mise en roulis se traduise par une mise en virage, on considère de façon artificielle que la trajectoire support du palpeur pendant ce temps T_{roul} , est la même que la trajectoire courante et est donc rectiligne si la trajectoire courante de l'avion était rectiligne : cela correspond à une marge de sécurité supplémentaire.

Comme représenté dans le plan horizontal sur la figure 2a, lorsque la trajectoire courante de l'avion est rectiligne, c'est-à-dire présentant un angle de roulis inférieur à 1° par exemple, le temps $T_{\text{réac}} + T_{\text{res}} + T_{\text{roul}}$ pour chacune des couronnes est le même à droite et à gauche de la trajectoire support du palpeur et les zones à palper à droite et à gauche sont identiques.

Lorsque la trajectoire courante de l'avion est en virage, comme représenté dans le plan horizontal sur la figure 2b dans le cas d'un virage courant à droite, les zones à palper à droite et à gauche diffèrent non seulement pour des raisons évidentes de géométrie mais aussi parce que le temps $T_{\text{réac}} + T_{\text{res}} + T_{\text{roul}}$ diffère entre une couronne à droite et une couronne à gauche. En effet, les temps $T_{\text{réac}}$ et T_{res} sont identiques ; mais lorsque la mise en roulis consiste à continuer ou accentuer le roulis du virage courant, le temps de mise en roulis est inférieur au cas contraire pour lequel il faut d'abord rétablir une trajectoire rectiligne avant la mise en roulis souhaitée opposée au roulis du virage courant. On distingue alors un temps de mise en roulis à droite T_{rould} et un temps de mise en roulis à gauche T_{roulg} . Dans le cas d'un virage courant à droite comme représenté sur la figure 2b, on obtient $T_{\text{rould}} < T_{\text{roulg}}$.

En outre, on prévoit de préférence que la vitesse V_{vir} à laquelle est effectuée la manœuvre pendant T_{roulg} ou T_{rould} est égale à la vitesse de l'avion lors de sa position courante majorée de $x\%$. ($x\% = 10\%$ par exemple). Cette variation de vitesse intervient pendant $T_{réac} + T_{res}$. La trajectoire support de palpeur comporte alors deux parties : le point C est le centre du cercle représentant la trajectoire support de palpeur pendant $T_{réac} + T_{res}$ et C' le centre du cercle représentant la trajectoire support de palpeur pendant T_{rould} ou T_{roulg} , le virage s'effectuant à la vitesse V_{vir} . Bien que la trajectoire pendant $T_{réac} + T_{res}$ ne soit pas exactement un cercle, puisque la vitesse varie, elle s'en 5
10 approche suffisamment pour que l'on fasse cette approximation.

Globalement, la trajectoire support de palpeur est, dans le plan horizontal, la continuation de la ligne droite ou du virage en cours (à cette approximation près), pendant $T_{réac} + T_{res} + T_{roul}$. Dans le plan vertical, l'évolution verticale est interrompue pour rejoindre une trajectoire horizontale, pendant 15
20 $T_{réac} + T_{res}$ lorsque l'avion est en descente et pendant T_{res} lorsque l'avion est en montée (ce qui correspond au pire cas en montée).

L'avion dispose par ailleurs d'une base de données terrain comportant des données topographiques représentatives du relief de la terre et notamment de celui que survole ou va survoler l'avion. Ces données 20
25 topographiques numérisées sont repérées de manière traditionnelle selon un repère maillé.

Dans une deuxième étape, on détermine à partir de ces données topographiques, les dangers potentiels du relief sous-jacent aux zones à palper à droite et à gauche.

Pour ce faire, on paramètre les zones à palper afin de pouvoir extraire de la base de données terrain, les mailles de relief numérisé correspondant à ces zones, et on palpe toutes les mailles dont au moins un sommet appartient à une zone à palper. On a représenté dans le plan horizontal figure 3 les mailles correspondant à une couronne droite Cd ainsi 30
que les mailles de couronnes précédentes.

Pour chaque maille testée, on détermine le danger potentiel en comparant $Z_{critique}$ à $Z_{relief} + VSM$,

Z_{relief} étant l'altitude de la maille considérée,

VSM, une marge de sécurité verticale variant par exemple avec la distance entre l'avion et l'aéroport le plus proche, cette marge de sécurité pouvant valoir par exemple 100 m.

et Z_{critique} étant une altitude fictive définie comme étant l'altitude qu'aurait l'avion au survol de la maille dans le cas où :

s'il est en montée la montée, la montée serait immédiatement interrompue,

s'il est en descente, la descente serait continuée sans changement

s'il est en palier, le palier serait continué sans changement.

On identifie ainsi les mailles latérales présentant un danger, c'est-à-dire telles que $Z_{\text{critique}} < Z_{\text{relief}} + \text{VSM}$. Ces mailles dangereuses peuvent être mises en évidence, notamment affichées sur un écran à l'attention du pilote.

Pour chacune des mailles dangereuses, on évalue au cours d'une troisième étape, le temps ΔT restant avant le début de la manœuvre d'évitement, c'est-à-dire le temps de réaction $T_{\text{réac}}$ maximal dont dispose le pilote avant d'effectuer une ressource dans le plan vertical.

Ce temps restant ΔT est évalué en reconstituant un temps de vol fictif vers le point réputé dangereux, c'est-à-dire l'obstacle de la maille dangereuse. Ce temps de vol est évalué dans le plan vertical comme illustré figure 4a ; il est aussi évalué dans le plan horizontal comme illustré figure 4b, en distinguant le cas du vol rectiligne de celui du vol en virage.

Le temps ΔT est égal au maximum des temps correspondant au plan horizontal et au plan vertical pour le cas où l'avion est en descente, et au seul temps de vol horizontal pour le cas où l'avion est en montée ou en palier.

$$\Delta T = \begin{cases} \Delta T_{\text{h rect}} & \text{montée, rectiligne,} \\ \Delta T_{\text{h vir}} & \text{montée, virage,} \\ \max(\Delta T_{\text{h rect}}, \Delta T_{\text{v}}) & \text{descente, rectiligne,} \\ \max(\Delta T_{\text{h vir}}, \Delta T_{\text{v}}) & \text{descente, virage,} \end{cases}$$

$\Delta T_{\text{h rect}}$ désignant le temps restant dans le plan horizontal lorsque la trajectoire courante l'avion est rectiligne,

$\Delta T_{h\text{ vir}}$ désignant le temps restant dans le plan horizontal lorsque la trajectoire courante de l'avion est en virage,

ΔT_v désignant le temps restant dans le plan vertical quelle que soit la trajectoire courante de l'avion. Il s'agit plus précisément du temps restant au pilote avant d'effectuer une ressource pour obtenir une trajectoire horizontale permettant, sans manœuvre d'évitement latéral, d'éviter l'obstacle identifié dans la maille dangereuse considérée, compte tenu d'une marge de sécurité VSM : dans la pratique on a généralement $\max(\Delta T_h, \Delta T_v) = \Delta T_h$, sauf si comme représenté figure 4 a, ΔT_v permet au pilote de survoler l'obstacle.

On a :

$$\Delta T_{h\text{ rect}} = \frac{D - R_{\phi} - \text{HSM} - \text{HPU}}{V} - T_{\text{res}} - T_{\text{roul}}$$

$$\Delta T_{h\text{ vir}} = \frac{2R_{\phi} * \arcsin\left(\frac{D - R_{\phi} - \text{HSM} - \text{HPU}}{2R_{\phi}}\right)}{V} - T_{\text{res}} - T_{\text{roul}}$$

avec comme indiqué figure 4b dans le cas d'une trajectoire rectiligne, D la distance entre la position courante de l'avion et l'obstacle, R_{ϕ} le rayon du cercle d'évitement, $R_{\phi i}$ le rayon du virage en cours, HSM, une marge de sécurité horizontale et HPU une incertitude sur la position courante et V la vitesse courante de l'avion ; on prend $\Delta T_{h\text{ vir}} = T_{\text{réac}}$ si l'arcsinus est indéfini.

$$\text{Et } \Delta T_v = \frac{z - (z_{\text{terrain}} + \text{VSM}) - \frac{V^2}{fcv}(1 - \cos\gamma_0)}{-V\sin\gamma_0}$$

avec comme indiqué figure 4a, z l'altitude courante de l'avion, z_{terrain} l'altitude de l'obstacle, VSM, une marge de sécurité verticale, V la vitesse courante de l'avion, fcv le facteur de charge vertical de l'avion et γ_0 sa pente.

Pour chacun des côtés droit et gauche, on identifie alors sur l'ensemble des mailles dangereuses, le minimum de ces ΔT et on le note ΔT_{droite} et ΔT_{gauche} . Ces ΔT_{droite} et ΔT_{gauche} correspondent aux mailles

dangereuses droite et gauche les plus proches, comme illustré figure 4c ; là encore, on peut mettre ces mailles en évidence, à l'attention du pilote.

Il se peut que l'un de ces ΔT_{droite} ou ΔT_{gauche} n'existe pas lorsque par exemple, aucune maille dangereuse n'a été identifiée sur un des côtés.

5 Comme illustré dans le plan horizontal figure 4c, le temps restant pour le côté le plus critique, c'est-à-dire le moins sûr (côté droit sur la figure) désigné par « Worst Lateral » ou « WL » est celui correspondant au minimum entre ΔT_{droite} et ΔT_{gauche} et le temps restant pour le côté le plus sûr (côté gauche sur la figure) désigné par « Best Lateral » ou « BL » celui
10 correspondant au temps de réaction $T_{\text{réac}}$ maximal qui est égal au maximum entre ΔT_{droite} et ΔT_{gauche} .

La quatrième étape correspondant à une étape de gestion des alertes débute alors.

Lorsque « B L » et « W L » existent, ils sont comparés à des temps
15 prédéterminés, tels que par exemple un temps $T_{\text{avertissement}}$ et un temps T_{alarme} (respectivement « T_{caution} » et « T_{warning} » en anglais). On a par exemple $T_{\text{avertissement}} = 20 \text{ sec}$ et $T_{\text{alarme}} = 8 \text{ sec}$.

On peut alors distinguer quatre classes pour chaque côté :

« Infini » lorsque « BL » (respectivement « W L ») est supérieur à
20 $T_{\text{avertissement}}$,

« Danger » lorsque « BL » (respectivement « W L ») est inférieur ou égal à $T_{\text{avertissement}}$ et supérieur à T_{alarme} ,

« Critique » lorsque « BL » (respectivement « W L ») est inférieur ou égal à T_{alarme} et supérieur à 0 seconde,

25 « Fatal » ou « impossible » lorsque « BL » (respectivement « W L ») est inférieur ou égal à 0 seconde.

On peut également définir les mêmes classes pour un temps restant vertical T_v ; on se reportera par exemple aux brevets précités pour le calcul de T_v .

30 En combinant ces quatre classes pour chacun des T_v , « B L » et « W L » on obtient des sous-classes, auxquelles on associe des avis et/ou des conseils et/ou des ordres, comme indiqué dans le tableau ci-dessous dans lequel les sous-classes sont repérées par un numéro variant de 1 à 40.

Vertical	Côté le plus sûr (« BL »)	Côté le moins sûr (« WL »)	Avis	Conseils	Ordres
1	Infini	Infini	Avertissement WL	Continuer trajectoire	Terrain dangereux
2	Infini	Danger	Alarme WL	Continuer trajectoire (éviter virage WL)	Terrain dangereux
3	Infini	Critique	Eviter WL	Continuer trajectoire (éviter virage WL)	Terrain dangereux
4	Infini	Impossible		Continuer trajectoire (éviter virage WL)	Terrain dangereux
5	Infini	Danger	Avertissement Latéral	Continuer trajectoire (éviter virage latéral)	Terrain dangereux
6	Infini	Danger	Alarme WL/Avertissement BL	Continuer trajectoire (éviter virage latéral)	Terrain dangereux
7	Infini	Danger	Eviter WL/Avertissement BL	Continuer trajectoire (éviter virage latéral)	Terrain dangereux
8	Infini	Critique	Alarme Latéral	Continuer trajectoire (éviter virage latéral)	Terrain dangereux
9	Infini	Impossible	Eviter WL/Alarme BL	Continuer trajectoire (éviter virage latéral)	Terrain dangereux
10	Infini	Impossible	Eviter Latéral	Continuer trajectoire (éviter virage latéral)	Terrain dangereux
11	Danger	Infini	Avertissement Vertical	Grimper (ou virer BL)	Monter
12	Danger	Infini	Avertissement Vertical et WL	Grimper (ou virer BL)	Monter
13	Danger	Infini	Alarme WL/Avertissement Vertical	Grimper (ou virer BL)	Monter
14	Danger	Impossible	Eviter WL/Avertissement Vertical	Grimper (ou virer BL)	Monter
15	Danger	Danger	Avertissement Vertical et Latéral	Grimper (ou virer rapidement BL)	Monter
16	Danger	Danger	Alarme WL/Avertissement Vertical et BL	Grimper (ou virer rapidement BL)	Monter
17	Danger	Danger	Eviter WL/Avertissement Vertical et BL	Grimper (ou virer rapidement BL)	Monter
18	Danger	Critique	Alarme Latéral/Avertissement Vertical	Grimper (ou virer immédiatement BL)	Monter
19	Danger	Impossible	Eviter WL/Alarme BL /Avertissement Vertical	Grimper (ou virer immédiatement BL)	Monter
20	Danger	Impossible	Eviter Latéral/Avertissement Vertical	Grimper (éviter virage latéral)	Monter
21	Critique	Infini	Alarme Vertical	Grimper immédiatement (ou virer BL)	Monter
22	Critique	Infini	Alarme Vertical/Avertissement WL	Grimper immédiatement (ou virer BL)	Monter
23	Critique	Infini	Alarme Vertical et WL	Grimper immédiatement (ou virer BL)	Monter
24	Critique	Impossible	Eviter WL/Alarme Vertical	Grimper immédiatement (ou virer BL)	Monter
25	Critique	Danger	Alarme Vertical/Avertissement Latéral	Grimper immédiatement (ou virer rapidement BL)	Monter
26	Critique	Danger	Alarme Vertical et WL/Avertissement BL	Grimper immédiatement (ou virer rapidement BL)	Monter
27	Critique	Danger	Eviter WL/Alarme Vertical	Grimper immédiatement (ou virer rapidement BL)	Monter
28	Critique	Critique	Alarme Vertical et Latéral	Grimper immédiatement (ou virer rapidement BL)	Monter
29	Critique	Impossible	Eviter WL/Alarme Vertical et BL	Grimper immédiatement (ou virer immédiatement BL)	Monter
30	Critique	Impossible	Eviter latéral/Alarme Vertical	Grimper immédiatement (ou virer immédiatement BL)	Monter
31	Impossible	Infini	Eviter Vertical	Virer BL	Virage BL
32	Impossible	Infini	Eviter Vertical/Avertissement WL	Virer BL	Virage BL
33	Impossible	Infini	Eviter Vertical/Alarme WL	Virer BL	Virage BL
34	Impossible	Impossible	Eviter Vertical et WL	Virer BL	Virage BL
35	Impossible	Danger	Eviter Vertical/Avertissement Latéral	Virer rapidement BL	Virage BL maintenant
36	Impossible	Danger	Eviter Vertical/Alarme WL / Avertissement BL	Virer rapidement BL	Virage BL maintenant
37	Impossible	Danger	Eviter Vertical et WL/Avertissement BL	Virer rapidement BL	Virage BL maintenant
38	Impossible	Critique	Eviter Vertical/Avertissement Latéral	Virer immédiatement BL	Virage BL immédiat
39	Impossible	Impossible	Eviter Vertical et WL/Alarme BL	Virer immédiatement BL	Virage BL immédiat
40	Impossible	Impossible	Collision terrain	Collision terrain	Collision terrain

Des informations établies à partir de ce tableau peuvent être affichées par exemple sous forme de zones de couleurs dont le remplissage est proportionnel aux valeurs respectives de T_v , ΔT_{droite} et ΔT_{gauche} . Un exemple de présentation de ces informations est illustré figure 5.

5

On va à présent décrire la manœuvre d'évitement latéral proprement dite, intervenant au bout d'un temps inférieur ou égal à $T_{\text{réac}} + T_{\text{res}} + T_{\text{roul}}$.

Il s'agit d'une manœuvre circulaire accomplie dans le plan horizontal tangent au tronçon de trajectoire précédent, dans le sens correspondant à celui préconisé à l'issue de l'étape précédente et dont le rayon R est classiquement de la forme :

$$R = V_{\text{vir}}^2 / (g \cdot \tan \varphi)$$

V_{vir} étant la vitesse en virage, g , l'accélération due à l'attraction terrestre ($g=9,81 \text{ m/s}^2$), φ , l'angle de roulis.

La vitesse V_{vir} à laquelle est effectuée le virage est égale à la vitesse de l'avion lors de sa position courante, majorée de 10% par exemple tout en étant limitée à un maximum V_{max} dépendant de la réglementation et de la configuration de l'avion. On a par exemple pour un avion de type A340, V_{max} variant selon sa configuration (train et/ou volets sortis) entre 180 nœuds et 205 nœuds (1 nœud $\cong 1852 \text{ m/h}$).

Le procédé selon l'invention est mis en œuvre dans un dispositif d'aide à la navigation de préférence embarqué à bord de l'avion ; le dispositif peut éventuellement faire partie d'un système de téléguidage de l'avion.

Comme représenté figure 6, le dispositif 1 d'aide à la navigation comporte de manière traditionnelle au moins une mémoire de masse 2 apte à stocker une base de données terrain, une mémoire de programme 3 comportant un programme d'application du procédé décrit, une unité centrale 4 apte à mettre en œuvre le programme et une interface d'entrée-sortie 5.

Les calculs sont dans leur ensemble effectués par exemple selon une cadence de 100 millisecondes.

REVENDEICATIONS

1. Procédé d'aide à la navigation d'un aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes consistant à :

- 5 a) définir une zone à palper à droite et à gauche d'une première trajectoire fictive de l'aéronef, désignée par trajectoire support de palpeur,
- b) palper pour chacune des deux zones à palper à droite et à gauche, un relief sous-jacent correspondant prédéterminé, en vue d'identifier des sous-zones dangereuses à droite et/ou à gauche,
- 10 c) calculer pour chacune des sous-zones dangereuses à droite et/ou à gauche, un temps ΔT restant pour débiter une manœuvre d'évitement avant un point de non retour, et déterminer pour les sous-zones dangereuses à droite un ΔT minimal noté ΔT droite et/ou pour les sous-zones dangereuses à gauche un ΔT minimal noté ΔT gauche,
- 15 d) établir une aide à la navigation à partir de ΔT droite et/ou ΔT gauche.

2. Procédé selon la revendication précédente, caractérisé en ce que la trajectoire support de palpeur est déterminée pendant un temps T décomposé en un temps $T_{\text{réac}}$ de réaction du pilote, un temps T_{res} de mise en trajectoire horizontale de l'aéronef et un temps T_{roul} de mise en roulis de l'aéronef.

20

3. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'une zone à palper droite et/ou gauche est définie en fonction de couronnes se succédant les unes aux autres, chaque couronne présentant un diamètre D de la forme $D = d + \text{marge de sécurité}$, d étant le diamètre d'une manoeuvre d'évitement circulaire.

25

30 4. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que les zones à palper sont définies en fonction de la trajectoire courante rectiligne ou en virage de l'aéronef.

35 5. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte une étape préalable à l'étape

b) consistant à paramétrer les zones de manière à permettre de palper le relief sous-jacent à ces zones.

5 6. Procédé selon la revendication précédente, caractérisé en ce que les zones et le relief sont paramétrés selon un repère maillé.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que les sous-zones dangereuses de l'étape b) sont identifiées en fonction d'une deuxième trajectoire fictive de l'aéronef
10 telle que :

dans le cas où l'aéronef est en montée, la montée est immédiatement interrompue,

dans les autres cas, la trajectoire est poursuivie sans changement.

15 8. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le temps ΔT de l'étape c) est calculé en fonction d'un temps de vol fictif vers une sous-zone dangereuse, évalué en fonction d'un temps T_{res} de mise en trajectoire horizontale de l'aéronef et
20 d'un temps T_{roul} de mise en roulis de l'aéronef :

dans un plan horizontal lorsque l'aéronef est en montée ou en palier,

dans un plan horizontal et dans un plan vertical lorsque l'aéronef est en descente.

25 9. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'étape d) comporte une étape de comparaison de ΔT droite et/ou ΔT gauche à un ou plusieurs temps prédéterminés.

30 10. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'étape d) comporte une étape consistant à déterminer le temps restant pour le côté le plus sûr à partir du maximum entre ΔT droite et/ou ΔT gauche et le temps restant pour le côté le moins sûr
35 à partir du minimum entre ΔT droite et/ou ΔT gauche.

11. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte une étape consistant à générer une manœuvre d'évitement latéral.

5

12. Dispositif (1) d'aide à la navigation d'un aéronef, comportant une mémoire de masse (2) apte à stocker une base de données terrain, une mémoire de programme (3) comportant un programme d'application du procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, une unité centrale (4) apte à mettre en œuvre le programme et une interface d'entrée-sortie (5).

10

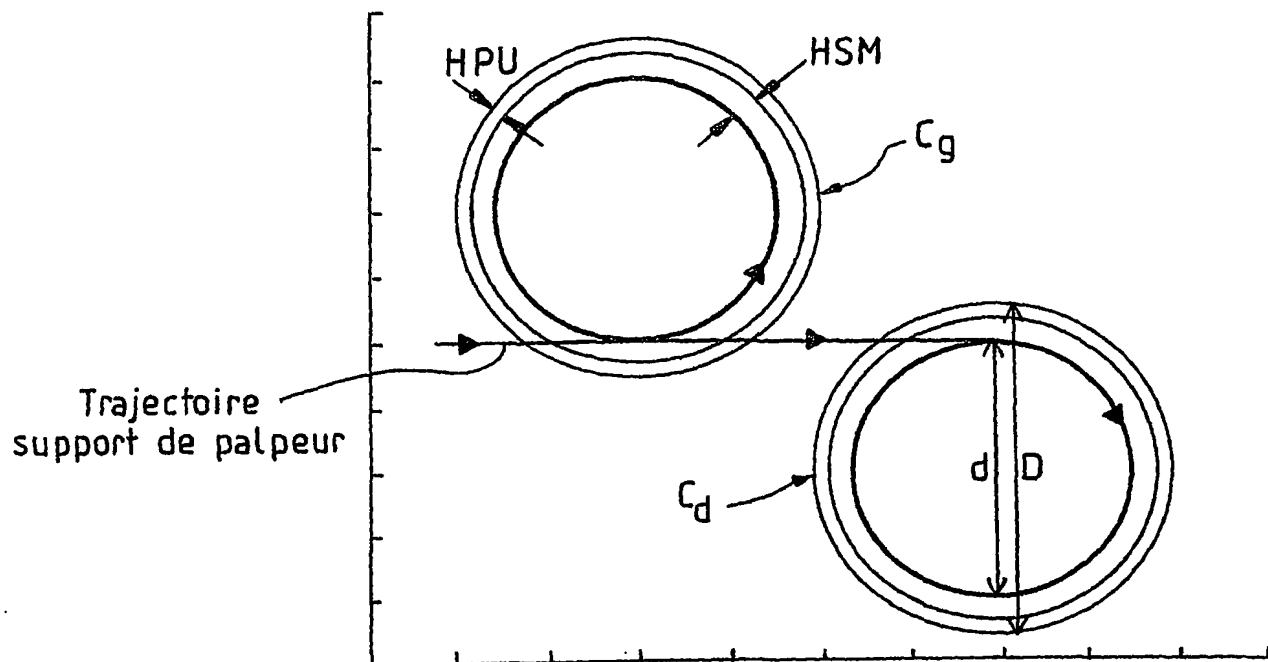


FIG.1

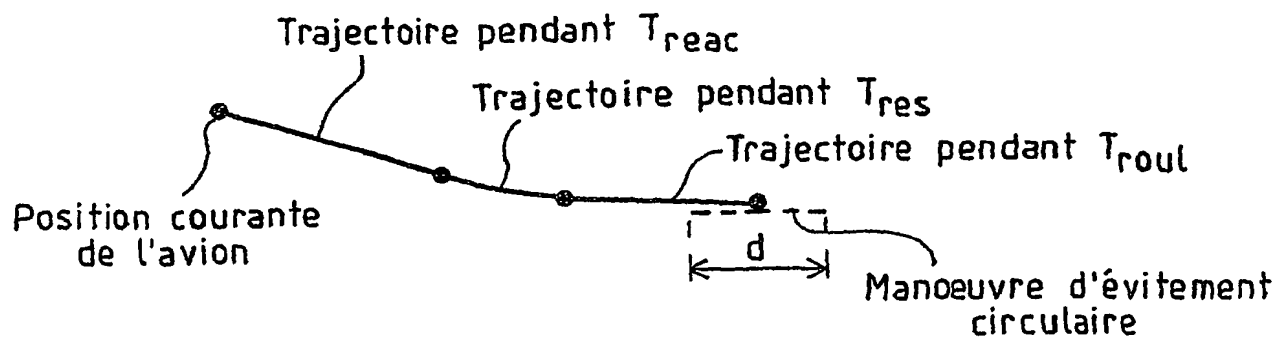


FIG.2c

2/5

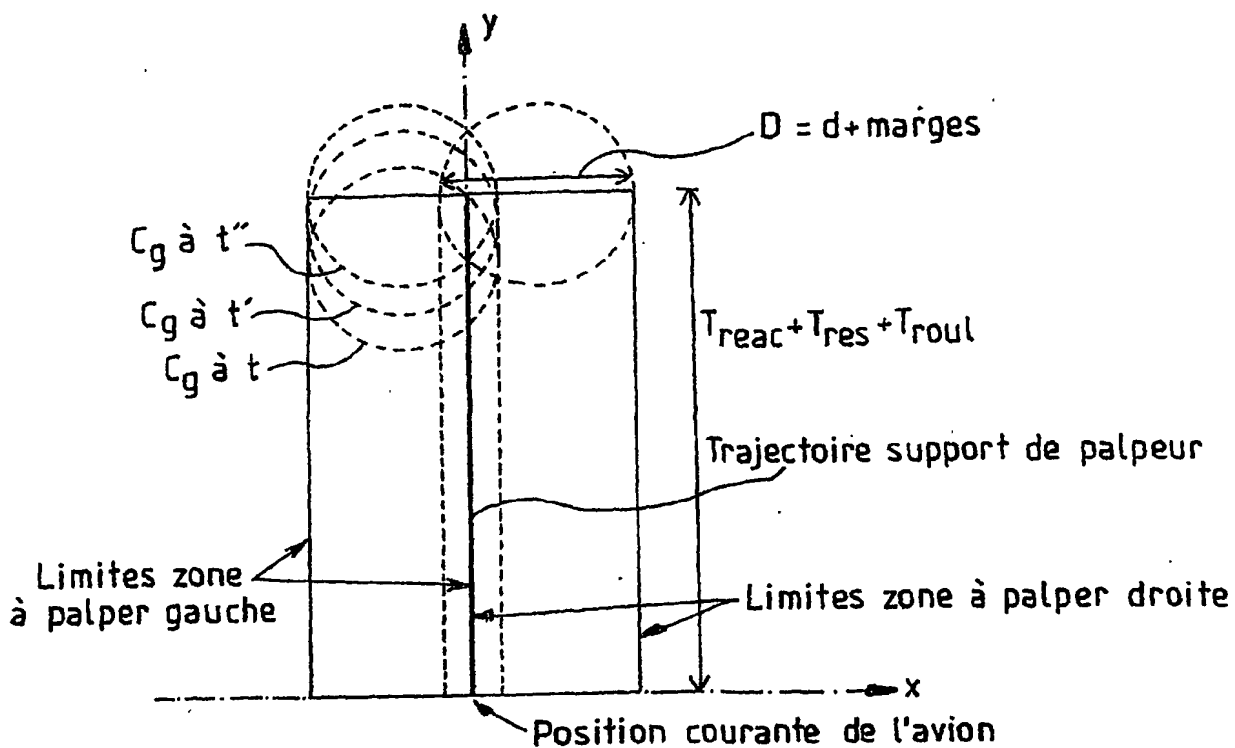


FIG. 2a

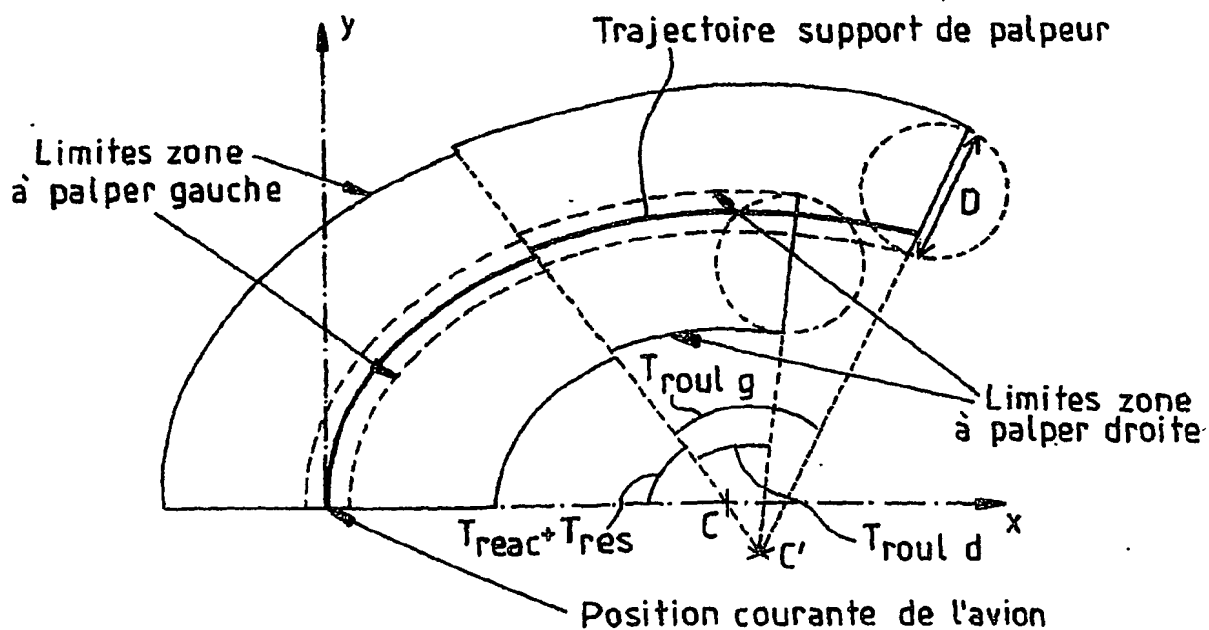


FIG. 2b

3/5

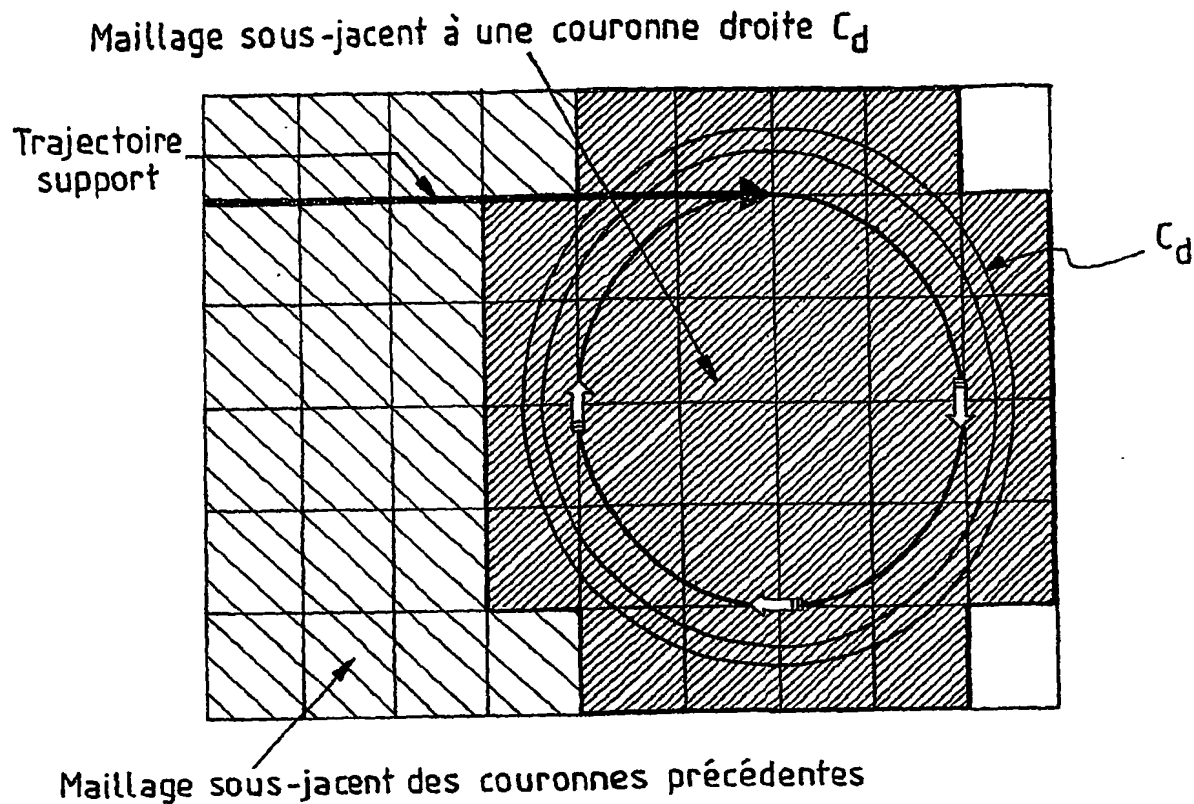


FIG.3

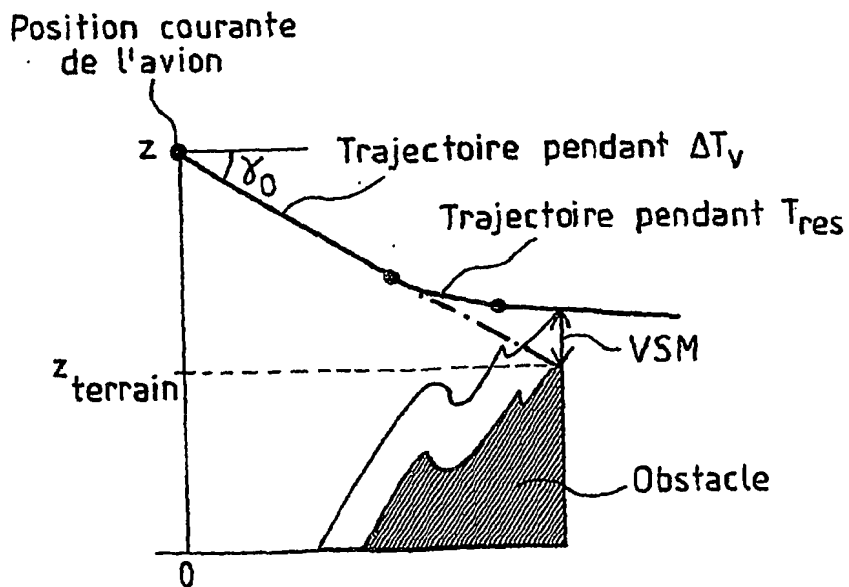


FIG.4a

4/5

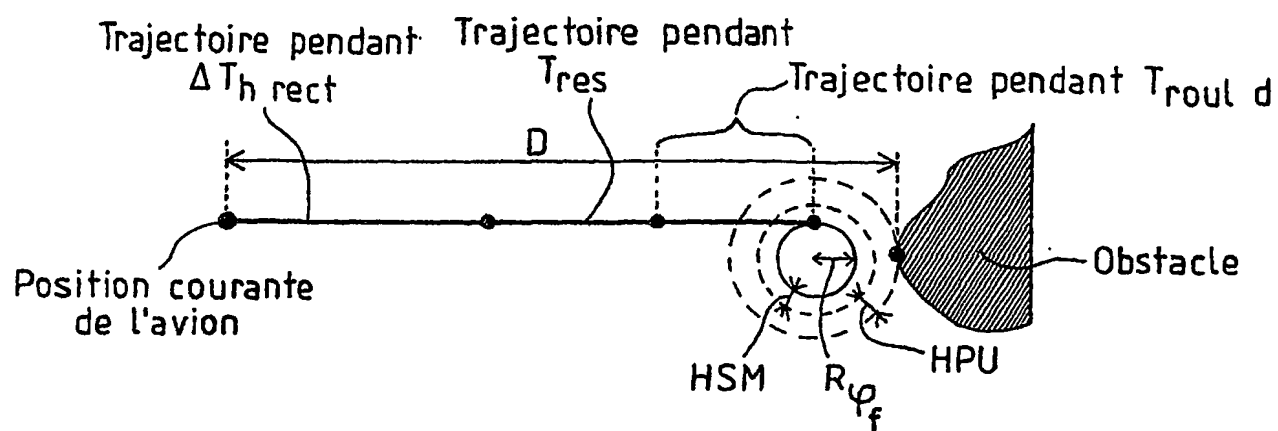


FIG. 4b

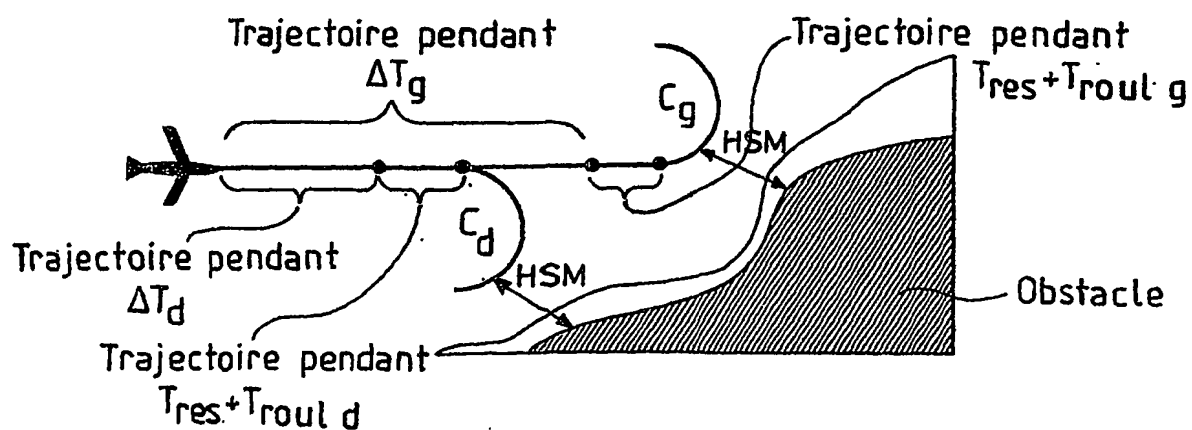


FIG. 4c

5/5

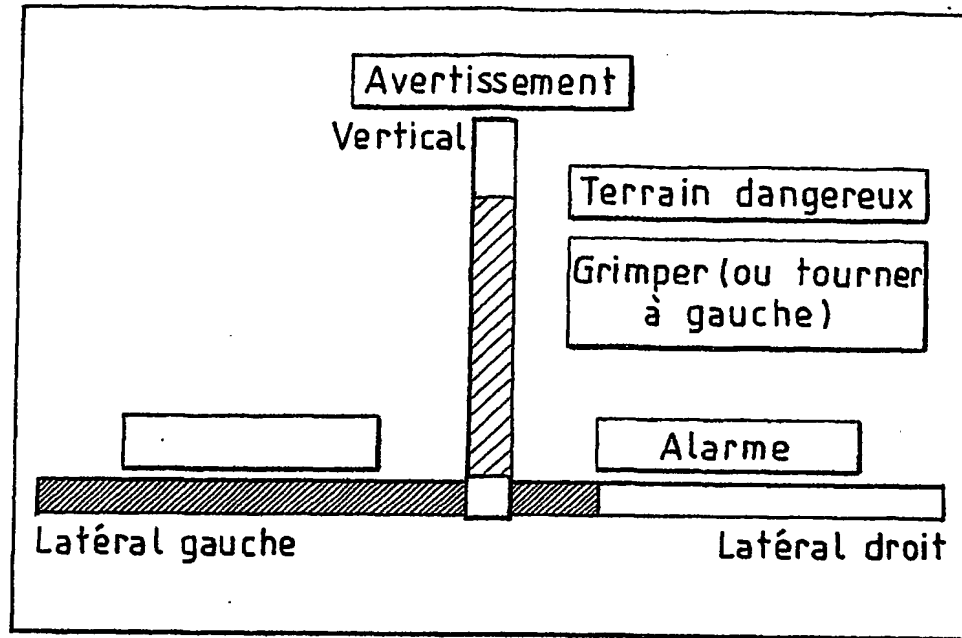


FIG.5

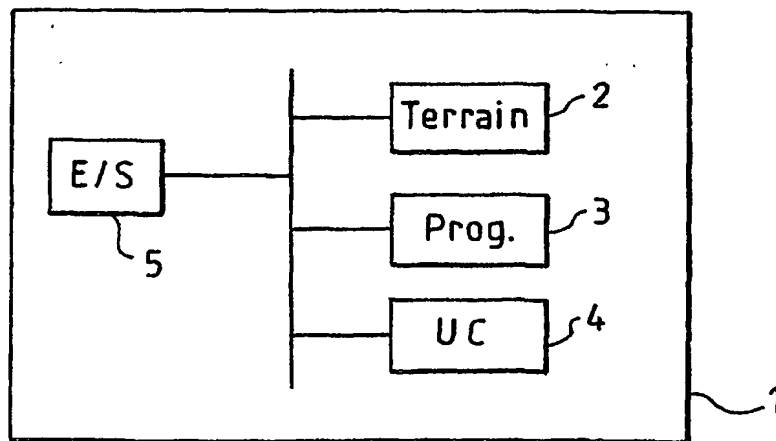


FIG.6